



MS ISSUE FEE
PATENT
2830-0136P

IN THE U.S. PATENT AND TRADEMARK OFFICE

Applicant: YAMASHITA et al. Conf.: 1303
Appl. No.: 10/601,650 Group: 3641
Filed: June 24, 2003 Examiner: L. SEMUNEGUS
For: WING STRUCTURE OF AIRPLANE

L E T T E R

Commissioner for Patents
P.O. Box 1450
Alexandria, VA 22313-1450

MAY 05 2004

Sir:

Under the provisions of 35 U.S.C. § 119 and 37 C.F.R. § 1.55(a), the applicant(s) hereby claim(s) the right of priority based on the following application(s):

<u>Country</u>	<u>Application No.</u>	<u>Filed</u>
JAPAN	2002-182573	June 24, 2002

A certified copy of the above-noted application(s) is(are) attached hereto.

If necessary, the Commissioner is hereby authorized in this, concurrent, and future replies, to charge payment or credit any overpayment to Deposit Account No. 02-2448 for any additional fee required under 37 C.F.R. §§ 1.16 or 1.17; particularly, extension of time fees.

Respectfully submitted,

BIRCH, STEWART, KOLASCH & BIRCH, LLP

By 
James M. Slattery, #28,380

P.O. Box 747
Falls Church, VA 22040-0747
(703) 205-8000

JMS/djm
2830-0136P

Attachment(s)

(Rev. 02/12/2004)

日本国特許庁
JAPAN PATENT OFFICE

101601,650
YAMASHITA et.al.
BSKB
(703)205-8000
1 of 1

別紙添付の書類に記載されている事項は下記の出願書類に記載されて
いる事項と同一であることを証明する。

This is to certify that the annexed is a true copy of the following application as filed
with this Office

出願年月日

Date of Application: 2002年 6月24日

出願番号

Application Number: 特願2002-182573

[ST.10/C]:

[JP2002-182573]

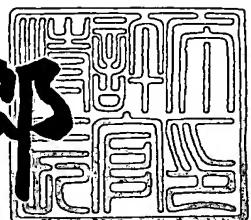
出願人

Applicant(s): 本田技研工業株式会社

2003年 1月10日

特許庁長官
Commissioner,
Japan Patent Office

太田信一郎



出証番号 出証特2002-3104557

【書類名】 特許願

【整理番号】 H102119201

【提出日】 平成14年 6月24日

【あて先】 特許庁長官殿

【国際特許分類】 B64C 3/18
B23Q 17/00

【発明の名称】 航空機の翼構造

【請求項の数】 3

【発明者】

【住所又は居所】 埼玉県和光市中央1丁目4番1号 株式会社本田技術研究所内

【氏名】 山下 大也

【発明者】

【住所又は居所】 埼玉県和光市中央1丁目4番1号 株式会社本田技術研究所内

【氏名】 加藤 洋

【発明者】

【住所又は居所】 埼玉県和光市中央1丁目4番1号 株式会社本田技術研究所内

【氏名】 中澤 淳

【特許出願人】

【識別番号】 000005326

【氏名又は名称】 本田技研工業株式会社

【代表者】 吉野 浩行

【代理人】

【識別番号】 100071870

【弁理士】

【氏名又は名称】 落合 健

【選任した代理人】

【識別番号】 100097618

【弁理士】

【氏名又は名称】 仁木 一明

【手数料の表示】

【予納台帳番号】 003001

【納付金額】 21,000円

【提出物件の目録】

【物件名】 明細書 1

【物件名】 図面 1

【物件名】 要約書 1

【ブルーフの要否】 要

【書類名】 明細書

【発明の名称】 航空機の翼構造

【特許請求の範囲】

【請求項1】 スパン方向に延びる前側の第1スパー(11)および後側の第2スパー(12)間に、コード方向に延びる複数のリブ(14)を結合した航空機の翼構造において、

第1スパー(11)および第2スパー(12)は、ウェブ(11a, 12a)および該ウェブ(11a, 12a)の両端に連なる一対のフランジ(11b, 12b; 11c, 12c)を有してI形断面あるいはC形断面を成すとともに、ウェブ(11a, 12a)およびフランジ(11b, 12b; 11c, 12c)に連なる補強隔壁(11d, 12d)を有しており、

第1スパー(11)の補強隔壁(11d)にリブ(14)の前部を結合して第2スパー(12)の補強隔壁(12d)にリブ(14)の後部を結合することで、該リブ(14)をスパン方向に位置決めすることを特徴とする航空機の翼構造。

【請求項2】 第1スパー(11)および第2スパー(12)の一方のウェブ(12a)にリブ(14)の前端部および後端部(14d)の一方を当接させることで、該リブ(14)をコード方向に位置決めすることを特徴とする、請求項1に記載の航空機の翼構造。

【請求項3】 第1スパー(11)および第2スパー(12)の一方のウェブ(12a)にリブ(14)の前端部および後端部(14d)の一方を当接させると、第1スパー(11)および第2スパー(12)の他方のフランジ(11c)とリブ(14)との間に形成される隙間(α)にシム(24b)を介在させることを特徴とする、請求項2に記載の航空機の翼構造。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の属する技術分野】

本発明は、スパン方向に延びる前側の第1スパーおよび後側の第2スパー間に、コード方向に延びる複数のリブを結合した航空機の翼構造に関する。

【0002】

【従来の技術】

飛行機の主翼はスパン方向に延びる複数のスパーに、コード方向に延びる複数のリブを所定間隔で固定し、それらのスパーおよびリブの表裏をスキンで覆った構造を有しており、スパーに対するリブのスパン方向およびコード方向の位置決めは、高価な専用の組立治具を用いて行われていた。かかる組立治具は汎用性に乏しいために機種毎に製作する必要があり、それが組立治具の設備費を高騰させる原因となっていた。

【0003】

【発明が解決しようとする課題】

従って、航空機の翼の組立治具からリブの位置決め機能を不要にすれば、組立治具のコストを大幅に削減することができる。

【0004】

本発明は前述の事情に鑑みてなされたもので、リブの位置決め機能を持たない安価な組立治具を用いて航空機の翼を精密に組み立てることを可能にすることを目的とする。

【0005】

【課題を解決するための手段】

上記目的を達成するために、請求項1に記載された発明によれば、スパン方向に延びる第1スパーおよび第2スパー間に、コード方向に延びる複数のリブを結合した航空機の翼構造において、第1スパーおよび第2スパーは、ウエブおよび該ウエブの両端に連なる一対のフランジを有してI形断面あるいはC形断面を成すとともに、ウエブおよびフランジに連なる補強隔壁を有しており、第1スパーの補強隔壁にリブの前部を結合して第2スパーの補強隔壁にリブの後部を結合することで、該リブをスパン方向に位置決めすることを特徴とする航空機の翼構造が提案される。

【0006】

上記構成によれば、I形断面あるいはC形断面を成す第1スパーおよび第2スパーが、ウエブと、一対のフランジと、ウエブおよびフランジに連なる補強隔壁

とを有しているので、第1スパーの補強隔壁にリブの前部を結合して第2スパーの補強隔壁にリブの後部を結合することで、リブをスパン方向に位置決めすることができる。第1スパーおよび第2スパーの剛性を高めるために設けられた補強隔壁を利用してリブのスパン方向の位置決めを行うので、組立治具からリブの位置決め機能を省略して、また特別の位置決め部材を用いずに、コストの削減を図りながら翼の組立精度を確保することができる。

【0007】

また請求項2に記載された発明によれば、請求項1の構成に加えて、第1スパーおよび第2スパーの一方のウエブにリブの前端部および後端部の一方を当接させることで、該リブをコード方向に位置決めすることを特徴とする航空機の翼構造が提案される。

【0008】

上記構成によれば、第1スパーおよび第2スパーの一方のウエブにリブの前端部および後端部の一方を当接させることで、特別の位置決め部材を設けることなくリブをコード方向に位置決めして正確に組み立てることができる。

【0009】

また請求項3に記載された発明によれば、請求項2の構成に加えて、第1スパーおよび第2スパーの一方のウエブにリブの前端部および後端部の一方を当接させるべく、第1スパーおよび第2スパーの他方のフランジとリブとの間に形成される隙間にシムを介在させることを特徴とする航空機の翼構造が提案される。

【0010】

上記構成によれば、第1スパーおよび第2スパーの他方のフランジとリブとの間に形成される隙間にシムを介在させることで、第1スパーおよび第2スパーの一方のウエブにリブの前端部および後端部の一方を確実に当接させ、リブのコード方向の位置決め精度を更に高めることができる。

【0011】

尚、実施例の前部スパー11は本発明の第1スパーに対応し、実施例の中間スパー12は本発明の第2スパーに対応し、実施例の突起24bは本発明のシムに対応する。

【0012】

【発明の実施の形態】

以下、本発明の実施の形態を、添付図面に示した本発明の実施例に基づいて説明する。

【0013】

図1～図5は本発明の一実施例を示すもので、図1は飛行機の主翼の平面図、図2は図1の2-2線拡大断面図、図3は図2の3-3線断面図、図4は図2の4-4線断面図、図5は図2に対応する斜視図である。

【0014】

図1は飛行機の主翼Wのアッパースキンを除去した状態の骨格を示すもので、スパン方向に延びる前部スパー11、中間スパー12および後部スパー13を備えており、それら3本のスパー11、12、13と、それらに固定されてコード方向に延びる複数のリブ14…との上下面が、アッパースキン15（図2～図5参照）およびロアスキン16で覆われる。主翼Wの後縁のルート側にフラップ17が設けられ、チップ側にエルロン18が設けられる。尚、前部スパー11および中間スパー12間のリブ14と、中間スパー12および後部スパー13間のリブ14と、後部スパー13より後方のリブ14とは別部材に分離されている。

【0015】

図2～図4には、図示せぬ治具上で上下面を反転して（アッパースキン15を下側にして）組み立てられる過程における主翼の構造が示される。

【0016】

前部スパー11は鉛直方向に起立してスパン方向に延びるウエブ11aと、ウエブ11aの上端（図では下端）から後縁側に延びるフランジ11bと、ウエブ11aの下端（図では上端）から後縁側に延びるフランジ11cとを備えるC形断面の部材であって、ウエブ11aの後面および上下のフランジ11b、11cに3方を囲まれた位置に補強隔壁11dが一体に形成される。

【0017】

中間スパー12は鉛直方向に起立してスパン方向に延びるウエブ12aと、ウエブ12aの上端（図では下端）から前縁側および後縁側に延びるフランジ12

bと、ウェブ12aの下端（図では上端）から前縁側および後縁側に延びるフランジ12cとを備えるI形断面の部材であって、ウェブ11aの前面および上下のフランジ12b, 12cに3方を囲まれた位置に補強隔壁12dが一体に形成される。

【0018】

前部スパー11および中間スパー12を接続するリブ14は板状の部材であって、その下面（図では上面）を直角に折り曲げたフランジ14aと、前後2個の肉抜き孔14b, 14cとを備える。またアッパースキン15の内面（図では上面）にコード方向に延びるフランジ15aが一体に形成される。

【0019】

図示せぬ治具上に表裏反転して載置されたアッパースキン15に前部スパー11のフランジ11bがリベット19…で結合され、かつ中間スパー12のフランジ12bがリベット20…で結合される。リブ14は、その前部が前部スパー11の補強隔壁11dにリベット21…で結合され、その後部が中間スパー12の補強隔壁12dにリベット22…で結合され、その上縁（図では下縁）がアッパースキン15のフランジ15aにリベット23…で結合される。前部スパー11および中間スパー12をNC加工することで、その補強隔壁11d, 12dのスパン方向の位置が精密に制御される。従って、本来は前部スパー11および中間スパー12の剛性を高めるための補強隔壁11d, 12dを利用し、その補強隔壁11d, 12dにリベット21…, 22…でリブ14を結合することで、特別の治具や特別の位置決め部材を用いることなくリブ14をスパン方向に精密に位置決めすることができる。

【0020】

またリブ14を補強隔壁11d, 12dによってスパン方向に位置決めするのと同時に、リブ14の後端部14dを中間スパー12のウェブ12aの前面に当接させることでリブ14をコード方向に位置決めすることができるので、治具からリブ14の位置決め機能を省略してコストの削減を図りながら組立精度を確保することができる。

【0021】

上述のようにしてリブ14をスパン方向およびコード方向に位置決めするとき、前部スパー11のフランジ11cとリブ14の下縁のフランジ14aの前端とに、シムの機能を兼ね備えた突起24bを有する第1位置決め板24を当接させて図示せぬクランプでクランプする。第1位置決め板24は、板状部24aと、その下面に突出する突起24bとを備えており、板状部24aの下面が前部スパー11のフランジ11cとリブ14のフランジ14aとに当接することでリブ14を上下方向に位置決めすると同時に、突起24bが前部スパー11のフランジ11cの後端とリブ14のフランジ14aの前端との隙間 α （図2および図5参照）に嵌合する。この突起24bの厚さは精密に管理されており、リブ14のフランジ14aの前端を後方に押圧して該リブ14の後端部14dを中間スパー12のウエブ12aの前面に押し付け、リブ14のコード方向の位置決め精度を一層高めることができる。

【0022】

また中間スパー12のフランジ12cとリブ14の下縁のフランジ14aの後端とに、板状の第2位置決め板25を当接させて図示せぬクランプでクランプすることで、リブ14を上下方向に位置決めることができる。

【0023】

以上のようにして位置決めされたリブ14が、前部スパー11、中間スパー12およびアッパースキン15にリベット21…、22…、23…で結合されると、第1位置決め板24および第2位置決め板25を除去した後に、ロアスキン16が前部スパー11のフランジ11c、中間スパー12のフランジ12cおよびリブ14のフランジ14aにリベットで結合される。

【0024】

以上、本発明の実施例を詳述したが、本発明はその要旨を逸脱しない範囲で種々の設計変更を行うことが可能である。

【0025】

例えば、実施例ではリブ14をコード方向に位置決めするために、リブ14の後端部14dを中間スパー12のウエブ12aの前面に当接させているが、リブ

14の前端部を前部スパー11のウェブ11aの後面に当接させても良い。

【0026】

また前部スパー11はI形断面であっても良く、中間スパー12はC形断面であっても良い。

【0027】

また実施例では前部スパー11および中間スパー12間のリブ14の位置決めについて説明したが、本発明は中間スパー12および後部スパー13間のリブ14の位置決めについても適用することができる。

【0028】

【発明の効果】

以上のように請求項1に記載された発明によれば、I形断面あるいはC形断面を成す第1スパーおよび第2スパーが、ウェブと、一対のフランジと、ウェブおよびフランジに連なる補強隔壁とを有しているので、第1スパーの補強隔壁にリブの前部を結合して第2スパーの補強隔壁にリブの後部を結合することで、リブをスパン方向に位置決めすることができる。第1スパーおよび第2スパーの剛性を高めるために設けられた補強隔壁を利用してリブのスパン方向の位置決めを行うので、組立治具からリブの位置決め機能を省略して、また特別の位置決め部材を用いずに、コストの削減を図りながら翼の組立精度を確保することができる。

【0029】

また請求項2に記載された発明によれば、第1スパーおよび第2スパーの一方のウェブにリブの前端部および後端部の一方を当接させることで、特別の位置決め部材を設けることなくリブをコード方向に位置決めして正確に組み立てることができる。

【0030】

また請求項3に記載された発明によれば、第1スパーおよび第2スパーの他方のフランジとリブとの間に形成される隙間にシムを介在させることで、第1スパーおよび第2スパーの一方のウェブにリブの前端部および後端部の一方を確実に当接させ、リブのコード方向の位置決め精度を更に高めることができる。

【図面の簡単な説明】

【図1】

飛行機の主翼の平面図

【図2】

図1の2-2線拡大断面図

【図3】

図2の3-3線断面図

【図4】

図2の4-4線断面図

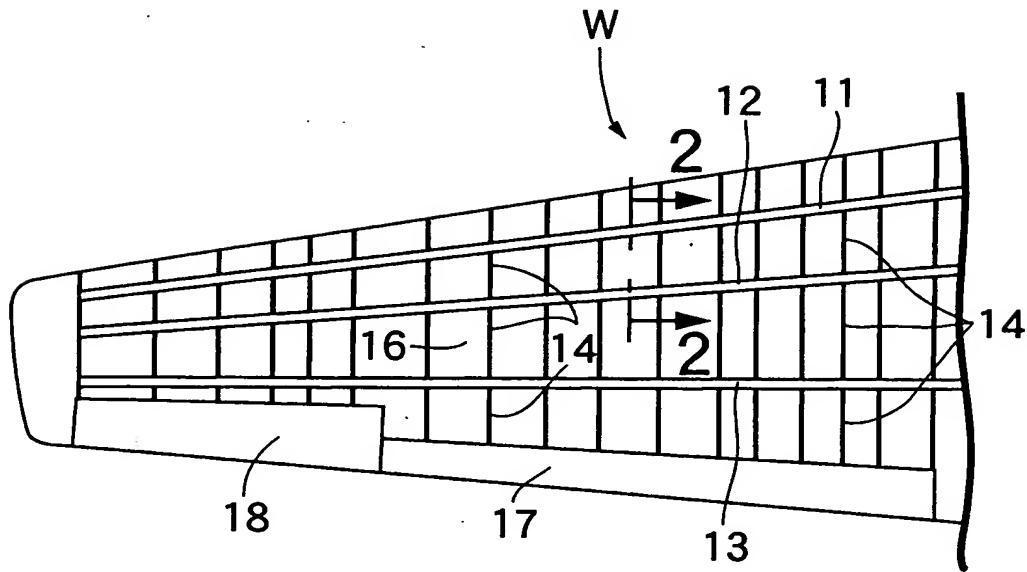
【図5】

図2に対応する斜視図

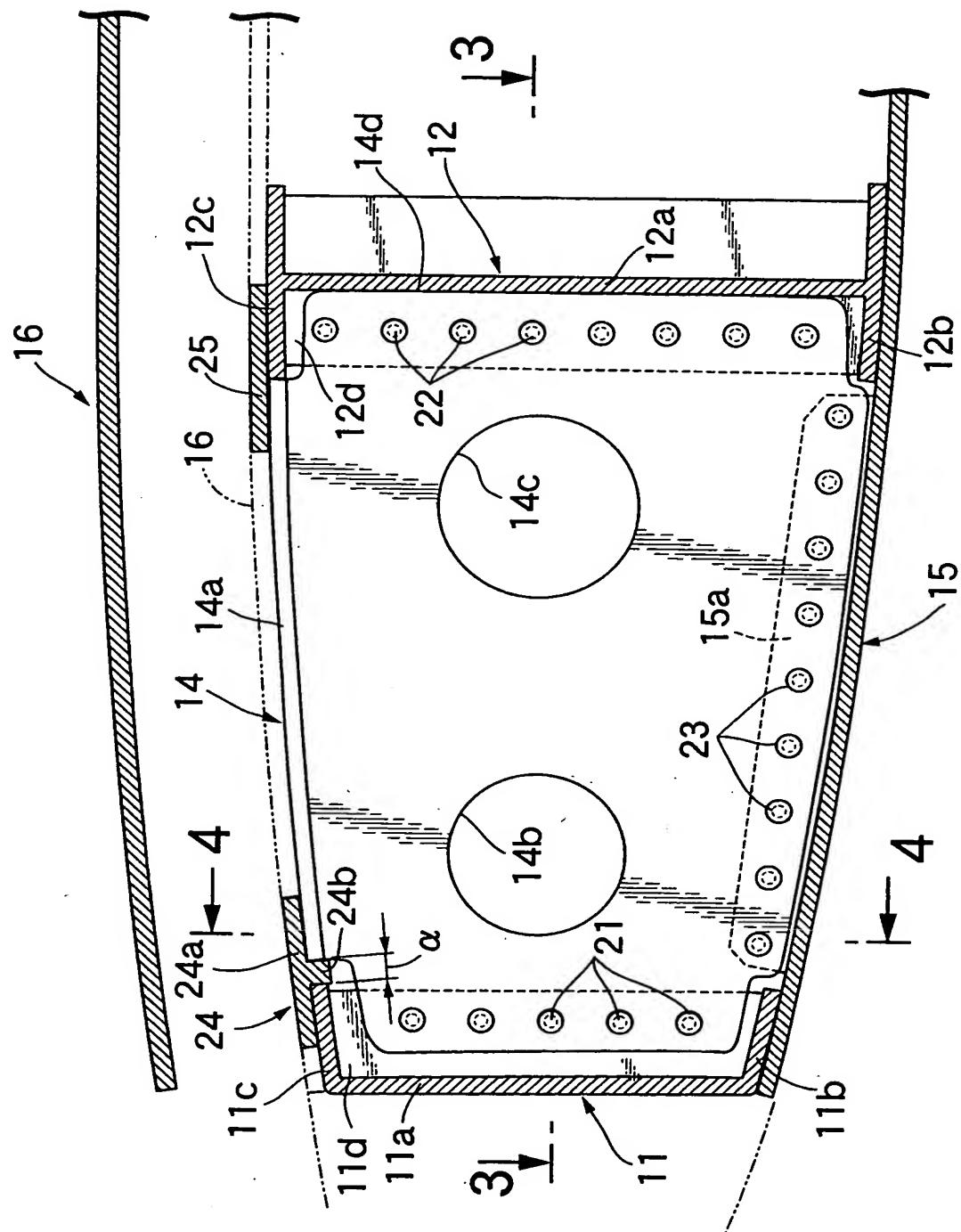
【符号の説明】

1 1	前部スパー（第1スパー）
1 1 a	ウエブ
1 1 b	フランジ
1 1 c	フランジ
1 1 d	補強隔壁
1 2	中間スパー（第2スパー）
1 2 a	ウエブ
1 2 b	フランジ
1 2 c	フランジ
1 2 d	補強隔壁
1 4	リブ
2 4 b	突起（シム）
α	隙間

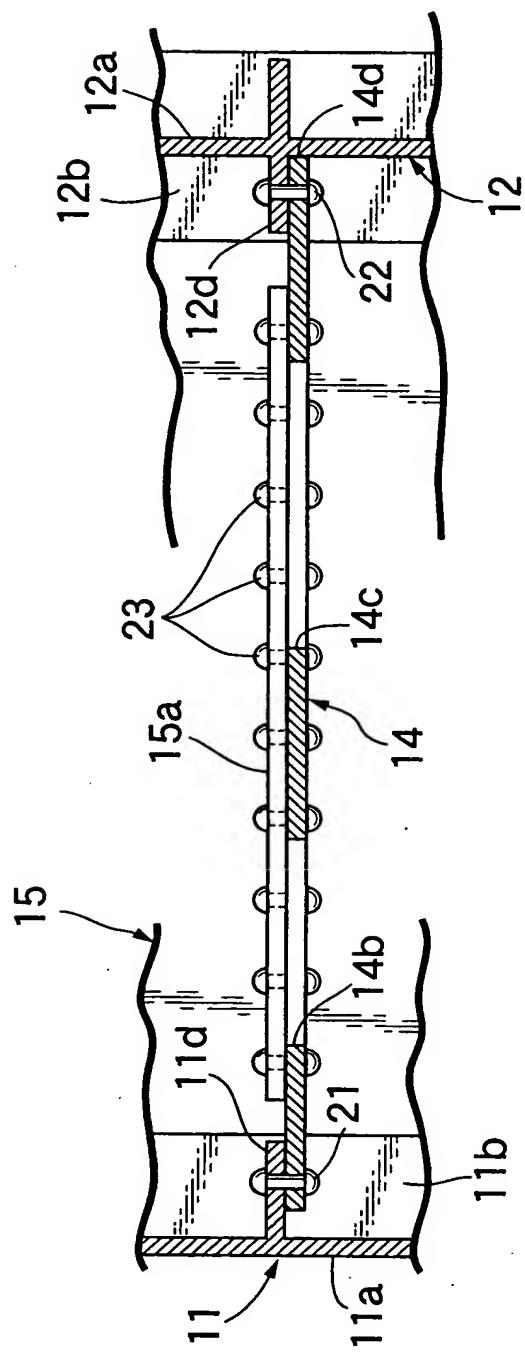
【書類名】 図面
【図1】



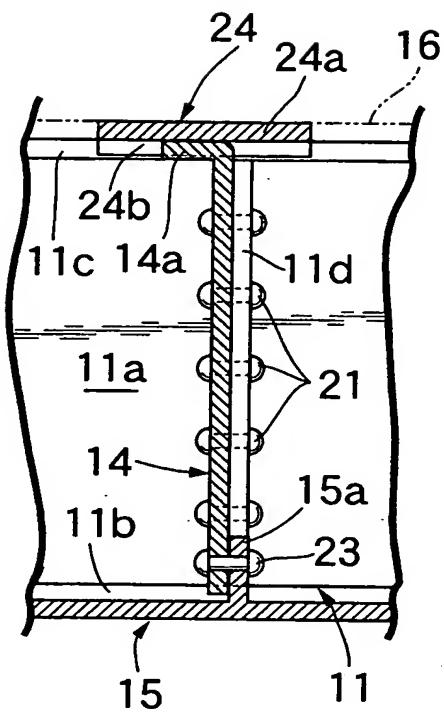
[図2]



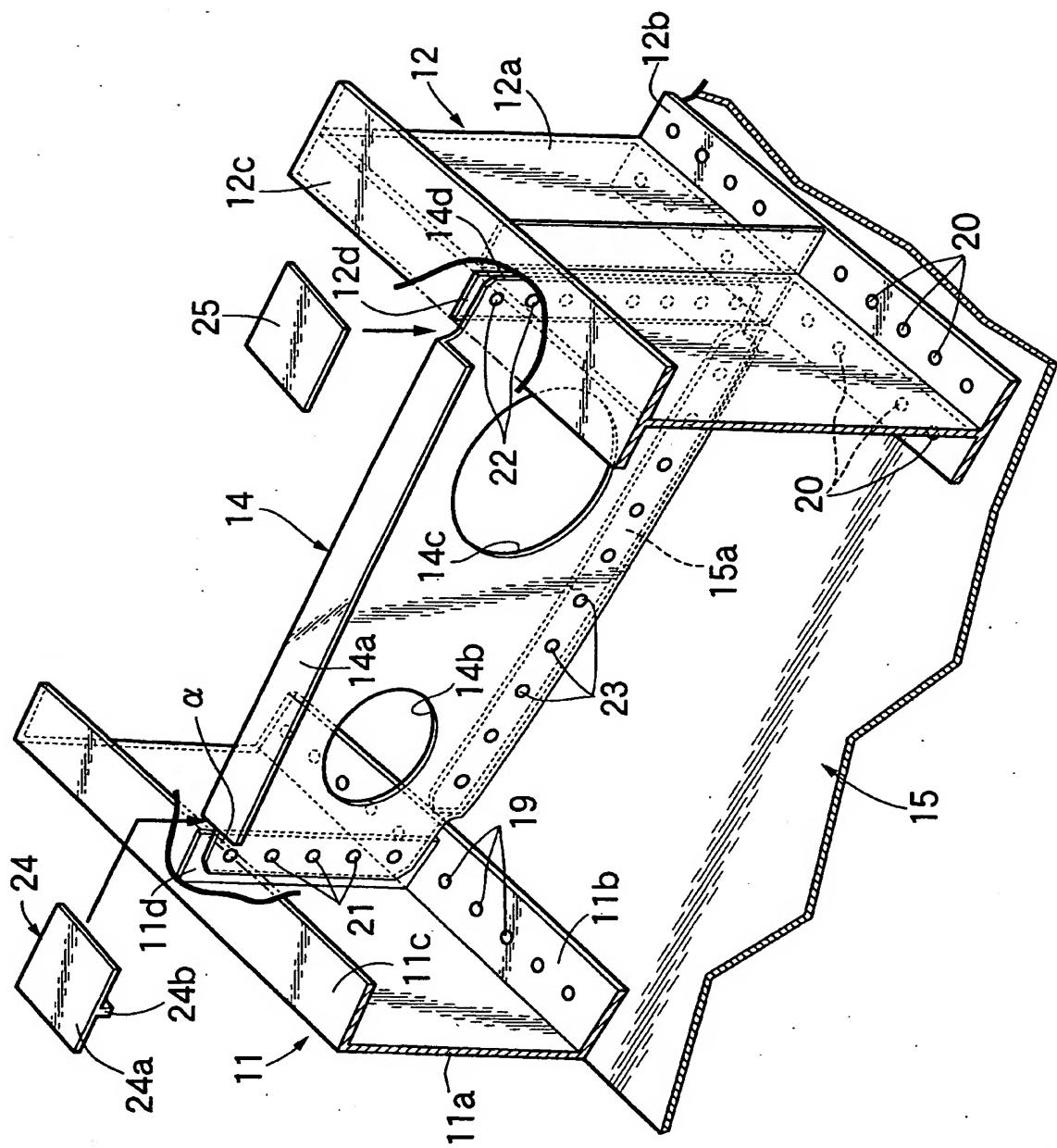
【図3】



【図4】



【図5】



【書類名】 要約書

【要約】

【課題】 リブの位置決め機能を持たない安価な組立治具を用いて航空機の翼を精密に組み立て可能にする。

【解決手段】 C形断面を有する前部スパー11はウエブ11a、フランジ11b、11cおよび補強隔壁11dを備え、I形断面を有する中間スパー12はウエブ12a、フランジ12b、12cおよび補強隔壁12dを備える。リブ14の前部および後部をそれぞれ前部スパー11の補強隔壁11dおよび中間スパー12の補強隔壁12dに結合することで、組立治具にリブ14の位置決め機能を持たせずとも、また特別の位置決め部材を用いずとも、リブ14をスパン方向に位置決めすることができる。またリブ14の後端部14dを中間スパー12のウエブ12aの前面に当接させることで、リブ14をコード方向に位置決めすることができる。

【選択図】 図5

出願人履歴情報

識別番号 [000005326]

1. 変更年月日 1990年 9月 6日

[変更理由] 新規登録

住 所 東京都港区南青山二丁目1番1号

氏 名 本田技研工業株式会社